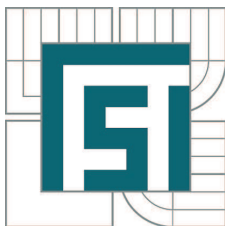


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ  
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
LETECKÝ ÚSTAV  
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

## VYSOKORYCHLOSTNÍ LETECKÁ DOPRAVA HIGHSPEED AIR TRANSPORT

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE  
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE  
AUTHOR

DANIELA KINCOVÁ

VEDOUCÍ PRÁCE  
SUPERVISOR

Ing. RÓBERT ŠOŠOVIČKA, Ph.D.

BRNO 2013

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2012/13

## ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Daniela Kincová

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Profesionální pilot (3708R030)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

### **Vysokorychlostní letecká doprava**

v anglickém jazyce:

### **Hightspeed Air Transport**

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Současná letecká doprava se omezuje na letadla létající rychlostmi v transsonické oblasti. Pokusy o zavedení nadzvukové letecké dopravy v minulosti nebyly úspěšné. Práce má přiblížit problémy, týkající se nadzvukové letecké dopravy z pohledu technického i ekonomického a přinést přehled o současných projektech vysokorychlostní letecké dopravy.

Cíle bakalářské práce:

- zhodnocení dosavadních snah o zavedení nadzvukové letecké dopravy
- popis základních technických problémů a způsoby jejich řešení při létání vysokými rychlostmi a ve velkých výškách
- přinést přehled o současných projektech vysokorychlostní letecké dopravy

Seznam odborné literatury:

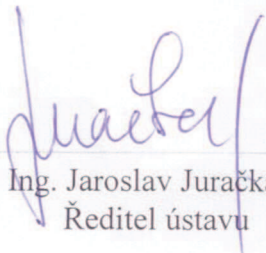
- [1] Daněk, M.: Aerodynamika a mechanika letu pro piloty a techniky, Naše vojsko, Praha 1958
- [2] Slavík, P.: Drak a systémy, nouzové vybavení letounů, CERM, Brno, 2005
- [3] Monografie nadzvukových (dopravních) letadel
- [4] Internet


Vedoucí bakalářské práce: Ing. Róbert Šošovička, Ph.D.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2012/13.

V Brně, dne 21.11.2012



  
doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.  
Ředitel ústavu

  
prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc., dr. h. c.  
Děkan

## **Abstrakt**

Tato bakalářská práce podává ucelený přehled o vysokorychlostní letecké dopravě, která byla a pravděpodobně i bude nezanedbatelnou součástí letecké osobní přepravy. Pozornost je věnována problematice létání vysokými rychlostmi a ve vysokých výškách, z obecného i praktického hlediska. Práce obsahuje základní technické i ekonomické problémy a způsoby jejich řešení, spojené s transsonickým a hypersonickým létáním. Stejně tak je pozornost věnována zhodnocení historických pokusů o zavedení nadzvukové letecké dopravy a podání přehledu o současných projektech vznikajících ve vysokorychlostní oblasti.

## **Summary**

This bachelor work brings overview about highspeed air transportation, which has always been and probably always will be a significant part of civil aviation transport. There is a pursuit of special attention to highspeed flying and flying in high altitude, from theoretical and practical terms. This work includes basic technical and economic problems and their solution, associated with transonic and hypersonic flying. Attention is also given to evaluation of historical highspeed attempts. Moreover, it provides an overview about the new projects in supersonic and hypersonic area.

## **Klíčová slova**

Osobní letecká doprava, vysokorychlostní létání, transsonická aerodynamika, nadzvuková aerodynamika, Concorde, TU-144, nadzvukové letouny

## **Keywords**

Civil Aviation Transport, highspeed flying, transsonics aerodynamics, supersonic aerodynamic, Concorde, TU-144, aircrafts faster than sound

KINCOVÁ, D. *Vysokorychlostní letecká doprava*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 44 s. Vedoucí Ing. Róbert Šošovička, Ph.D.

Prohlašuji, že jsem tuto práci zpracovala samostatně pod odborným vedením vedoucího mé bakalářské práce a s použitím literatury uvedené v seznamu.  
V Brně dne 22.5.2013

Daniela Kincová

Děkuji svému vedoucímu bakalářské práce Ing. Róbertu Šošovičkovi, Ph.D za to, že se se mnou pustil do této práce, za jeho pomoc, jeho čas a za cenné rady a vedení při zpracování tématu. Dále bych chtěla poděkovat Bc. Mojmíru Vinklerovi a Bc. Gabrielovi Harangimu za odborné rady a pomoc, kterou mi poskytli a v neposlední řadě bych chtěla poděkovat také rodičům za poskytnutí zázemí.

Daniela Kincová

# Obsah

<b>1</b>	<b>Úvod</b>	<b>8</b>
<b>2</b>	<b>Historie vysokorychlostní letecké dopravy</b>	<b>9</b>
2.1	Tu-144 a Concorde v nadzvukové osobní letecké dopravě . . . . .	9
2.2	Další projekty v oblasti nadzvukové letecké dopravy . . . . .	12
<b>3</b>	<b>Aerodynamika vysokých rychlostí</b>	<b>13</b>
3.1	Základní charakteristiky transsonických oblastí . . . . .	13
3.2	Základní charakteristiky supersonických oblastí . . . . .	14
3.3	Základní charakteristiky hypersonických oblastí . . . . .	16
<b>4</b>	<b>Aerodynamické požadavky na tvarování rychlých letounů</b>	<b>19</b>
4.1	Celkový tvar . . . . .	19
4.2	Profil křídla . . . . .	20
4.2.1	Kritické Machovo číslo . . . . .	20
4.2.2	Tloušťka profilů . . . . .	20
4.2.3	Profil v transsonické oblasti . . . . .	20
4.2.4	Supersonické profily . . . . .	22
4.2.5	Transsonický profil . . . . .	22
4.3	Křídlo . . . . .	22
4.3.1	Šíp křídla . . . . .	22
4.3.2	Štíhlost křídla . . . . .	23
4.3.3	Delta křídlo . . . . .	23
<b>5</b>	<b>Technické problémy</b>	<b>25</b>
5.1	Přetlakování . . . . .	25
5.2	Motory . . . . .	25
5.2.1	Proudový motor . . . . .	26
5.2.2	Náporový motor (RAMJET) . . . . .	27
5.2.3	SCRAMJET . . . . .	27
5.2.4	Turbonáporový motor . . . . .	28
5.2.5	Raketový motor . . . . .	28
5.3	Aerodynamický ohřev . . . . .	29
5.4	Kosmické záření . . . . .	30
5.5	Buffeting . . . . .	31
<b>6</b>	<b>Ekologické problémy</b>	<b>32</b>
6.1	Akustika . . . . .	32
6.2	Ozonová vrstva . . . . .	32
<b>7</b>	<b>Ekonomické problémy</b>	<b>33</b>
7.1	Plánování nadzvukových letů a legislativa . . . . .	33

<b>8</b>	<b>Současné projekty v nadzvukovém létání</b>	<b>34</b>
8.1	X-54 . . . . .	34
8.2	SonicStar . . . . .	35
8.3	X-51 Waverider . . . . .	35
8.4	Aerion's SBJ . . . . .	36
8.5	NinjaStar . . . . .	36
<b>9</b>	<b>Závěr</b>	<b>37</b>
<b>10</b>	<b>Seznam použitých zkratek a symbolů</b>	<b>41</b>
<b>11</b>	<b>Seznam příloh</b>	<b>42</b>



# 1. Úvod

Cena času jednotlivců neustále roste. Potřeba lidí cestovat po celém světě také. Z těchto důvodů se již od padesátých let minulého století rozvíjí vysokorychlostní letecká přeprava osob. Létáním v nadzvukové oblasti je možno zkrátit cestovní čas až o 75%. Cena času je tak velká a předpokládá se, že neustále poroste, proto se může očekávat, že drahé provozní náklady spojené s vysokorychlostním létáním budou vykoupeny právě touto cenou za čas.

Tato bakalářská práce přináší ucelený pohled na létání překonávající rychlost zvuku. Je zde nastíněn dosavadní vývoj v této oblasti a jeho zhodnocení. Supersonické i hypersonické létání ve vysokých výškách s sebou nese i řadu problémů, na které se v klasické letecké dopravě nenaráží. Odlišnosti nastupují v transsonické oblasti, kde se musí začít brát ohled na stlačitelnost vzduchu, a pokračují do oblastí vysokých rychlostí i vysokých výšek. V práci jsou zmíněny různé komplikace a odlišnosti, na které se musí brát zřetel.

Cílem této práce je poukázat na to, zda nadzvukové létání má v budoucnosti na zemi své místo, zda je o tento nestandardní typ přepravy zájem a zda by bylo zajímavé se uchytit u vývoje těchto letounů.

## 2. Historie vysokorychlostní letecké dopravy

Minulé století znamenalo obrovský rozmach leteckého průmyslu. Od prvních vzletů a pokusů o let vzduchem neuplynulo ani 50 let a obloha se zaplnila různými typy letadel i raketoplánů. Pokrok v letectví byl obrovský a přinášel i touhu létat stále výš a stále rychleji.

Historie nadzvukového létání se datuje od 14. října roku 1947, kdy se poprvé podařilo překonat rychlost zvuku Charlesu Yeagerovi s letounem Bell X-1 [11]. První nadzvuková letadla byla vynalézána a určena výhradně pro vojenské účely. Po skončení druhé světové války začaly přicházet myšlenky i o zavedení nadzvukového létání do civilní osobní přepravy. V této době rostla potřeba a zájem lidí cestovat po celém světě a byla snaha ukojit tuto potřebu co nejefektivněji. Zdálo se, že nejefektivnější doprava bude ta nejrychlejší.

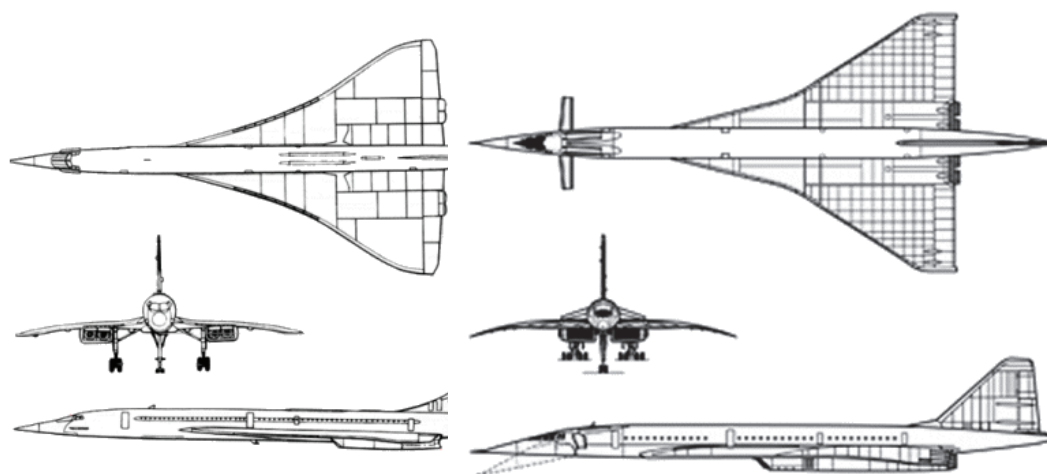
### 2.1. Tu-144 a Concorde v nadzvukové osobní letecké dopravě

Prvním státem, který se začal zabývat touto myšlenkou byla Velká Británie, a to již v roce 1956. Projekt, se kterým společnost British Aircraft Corporation přišla, byl samozřejmě velmi finančně náročný a vyžadoval spolupráci se zahraničními partnery. K projektu se nakonec přidala francouzská společnost Aerospatiale, která se touto myšlenkou už také nějakou chvíli zabývala. Po několikaletých dohadech a počátečních neúspěších započal v roce 1962 vývoj nadzvukového letounu Concorde [12]. Po zveřejnění informací o tomto projektu se Sovětský svaz rozhodl, že vybuduje vlastní nadzvukový dopravní letoun. Již v roce 1965 představila Tupolevova sovětská konstrukční kancelář první maketu nadzvukového stroje označeného Tu-144 [13]. Tento letoun se vznesl poprvé do vzduchu již v roce 1968 a tím získali Sověti pomyslné prvenství. Britsko – francouzský prototyp se vznesl do vzduchu o 3 měsíce později. O půl roku později se postupně podařilo oběma rivalům překonat rychlost zvuku, kterou neustále zvyšovali až na hranici  $M = 2$ .

V této době se začala řešit i komerční stránka těchto letounů a byly podány vcelku velké objednávky od různých zákazníků. V Sovětském svazu byla jasným zákazníkem společnost Aeroflot, zatímco objednávek Concordu přišlo přes sedumdesát od velkých leteckých společností (např. Pan American, Lufthansa, Japan Airlines ...). V době vývoje a přísných testů vyplynula na povrch velká řada chyb a nedostatků, a to u obou letounů. U Tu-144 byla nejvýznamnějším nedostatkem obrovská spotřeba paliva, se kterou se nepočítalo a která zásadně ovlivnila dolet letounu, a to z plánovaných 6 500 km na pouhých 3 500 km. Další ránou při vývoji byla havárie Tu-144 na předváděcí akci v Paříži, která zapříčinila pokles zájmu společnosti Aeroflot. Concorde během vývoje dosahoval sice lepších parametrů, ale přesto také jeho vývoj zaznamenal několik ran a většina objednávek byla zrušena, takže nakonec zůstaly pouze objednávky od Air France a British Airways. Hlavními důvody proč se objednávky rušily byly jednak ropná krize, která zvedla výrazně ceny paliv, dále nízká přepravní kapacita, hlučnost a její dopad na veřejnost a také existence nových velkokapacitních letadel, které společnosti nakupovali raději než Concorde pro 150 cestujících.

Schválení pro lety s cestujícími a historicky první nasazení nadzvukového letounu do osobní dopravy se odehrálo v roce 1976, kdy za tímto účelem odstartoval britsko francouzský Concorde. Letoun Tu-144 získal toto oprávnění až téměř o dva roky později. Tak započala éra nadzvukové letecké dopravy. V případě Tu-144 však neměla dlouhé trvání a z pravidelného provozu byly tyto letouny vyřazeny po řadě problémů a havárií již v roce 1978. Concorde na linkách vydržel mnohem déle a to až do roku 2003, kdy byla doprava ukončena, a to převážně z finančních důvodů. Concorde celkem přepravili 3,7 milionů cestujících, zatímco Tu-144 za svou krátkou dobu trvání pouhých 3200.

Tyto dva letouny jsou si velmi koncepčně i tvarově podobné. Oba dva jsou řešeny jako dolnoplošníky se čtyřmi proudovými motory a se sklopnou přídílí. Oba letouny mají i stejný brzdový a podvozkový systém. Liší se použitými pohonnými jednotkami, kde na Tu-144 byly použity motory Kuzněcov NK-144F a na Concorde motory Bristol Siddeley Olympus. Další odlišností byla výsuvná pomocná předřadná křídélka, která pomáhala zvyšovat ovladatelnost letounu Tu-144 při nižších rychlostech. Tvarování hlavního křídla se také poněkud liší, na Sovětské Tu-144 je použito delta křídlo, zatímco na britsko – francouzský Concorde křídlo gotické. Dalším rozdílem je jejich velikost, kdy Tu-144 je mírně větší a má větší nosné plochy. Výkonnostně tento pomyslný souboj vede Concorde, který má mnohem větší praktický dolet [14].



Obrázek 2.1: Concorde [7]

Obrázek 2.2: Tu-144 [7]

## TU-144

Tu - 144 jako oficiálně využívaný nadzvukový letoun pro přepravu osob neměl dlouhé trvání. V listopadu 1977 byl zahájen provoz s cestujícími na trati Moskva - Alma Ata. K těmto letům byly používány pouze 2 stroje. Zbývající vyrobené Tupolevy se užívaly od roku 1975 na přepravu nákladu a pošty. Jakožto složitý technický stroj se i Tu-144 potýkal s řadou problémů. Během zkušebních letů bez cestujících došlo ke dvou významným haváriím, které negativně ovlivnily reputaci tohoto letounu. K první došlo na pařížském autosalonu v roce 1973, kde se letoun zřítil na domky během předváděcího letu. Při nehodě zemřelo 14 lidí. K další nehodě došlo v roce 1978, kde došlo k požáru na palubě a havárii při nouzovém přistání. Tehdy zemřeli 3 lidé. Velmi vysoká spotřeba paliva, krátký

dolet a dvě výše zmíněné havárie byly příčinou stažení Tu-144 z provozu. Poslední let byl uskutečněn 1.7.1978. Letouny vykonaly celkem 2556 letů, z nichž pouze 55 bylo s cestujícími. Celkem vzlétlo 16 strojů a jeden zůstal nedokončen. Po vyřazení z provozu sloužily tyto letouny k vědeckým účelům. A několik jich bylo vystaveno v muzeích [15].

## Concorde

Concorde byl jediný nadzvukový letoun, který se udržel v provozu několik let. Největší technické problémy byly spojeny s defekty pneumatik hlavního podvozku, které několikrát způsobily poškození letounu. S největší pravděpodobností právě defekt pneumatik sehrál klíčovou roli při největší katastrofě Concordu v roce 2000. V červnu tohoto roku startoval Concorde společnosti Air France s imatrikulací F-BTSC z letiště v Paříži. Během startu došlo k defektu pneumatiky, ta se roztrhla a poškodila křídlo, palivové nádrže i kabeláž. Letoun se zřítil kousek od letiště přímo na hotel a během nehody zahynulo 113 osob. Vypadalo to na konec nadzvukového létání a zánik Concordu. Z vyšetřování katastrofy vyplynuly konstrukční nedostatky a po důkladných zkouškách s úplně novými pneumatikami byl Concorde v roce 2001 opět uveden do provozu. Nehoda se však vryla do podvědomí a zájem o dříve velmi prestižní lety s Concordem opadl. Z důvodu nedostatku poptávek se každý další let stával finančně náročnější pro obě dvě strany, a tak byl v roce 2003 provoz nadzvukového dopravního letounu ukončen. Poslední let společnosti Air France se uskutečnil 24.6. 2003, společnost British Airways se s jedním ze svých národních symbolů rozloučila 24.10.2003. Během své kariéry přepravily Concorde přes 3,7 milionů osob. Po ukončení provozu byly letouny rozvezeny do muzeí po celém světě, kde mohou být obdivovány jakožto jedineční představitelé své doby [16].



Obrázek 2.3: Concorde [27]



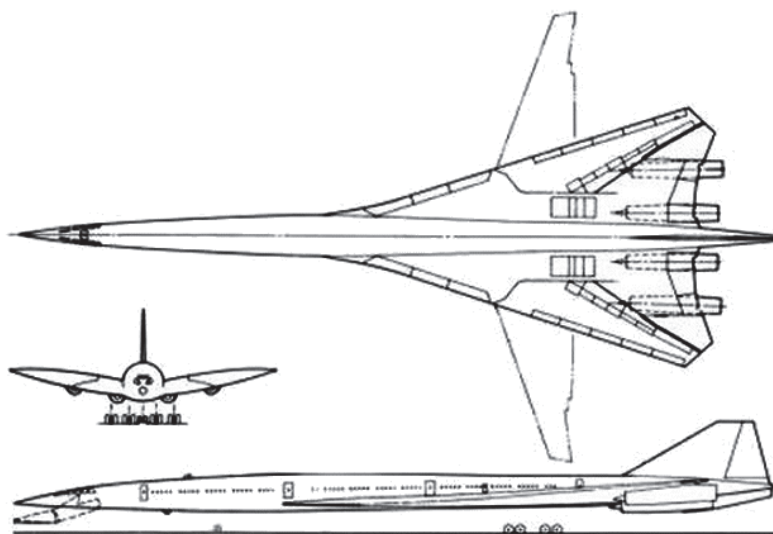
Obrázek 2.4: Tu-144 [28]

## 2.2. Další projekty v oblasti nadzvukové letecké dopravy

Do pomyslného souboje o první nadzvukový dopravní letoun se zapojila i americká společnost Boeing. Její projekt je však v Evropě méně populární a to hlavně proto, že byl zastaven dříve než první B2707 vzlétl. Pro historii vysokorychlostní dopravy má však svůj význam, a proto je rozebrán ve zvláštní kapitole.

Myšlenka o zavedení nadzvukové komerční letecké dopravy byla ve Spojených státech poprvé vyřčena v roce 1958. Během následujících let bylo v americké společnosti Boeing navrženo několik modelů nadzvukových letounů. Za vítězný návrh byl v roce 1967 označen letoun 2707-100 viz obr.2.5. Design tohoto letounu byl nápadně podobný bombardéru B-1 Lancer. Boeing zajímavě vyřešil konstrukci - použil nastavitelný úhel šípů křídla a tím vytvořil lepší stoupací charakteristiku během vzletu. Stejně jako Tu-144 i Concorde použil sklopnou příď. Model byl určen pro 300 cestujících (2 x více než Concorde), rychlost  $M = 2,7$  a dolet 4 000 námořních mil.

Bohužel ani tento projekt neměl dlouhé trvání. Dopad provozu na životní prostředí, politické i ekonomické problémy spojené s vysokými investičními náklady a nerentabilitou vedli v roce 1971 Spojené státy ke zrušení celého projektu. V té době zde bylo 122 nevyplněných objednávek od 26 leteckých společností. Objednávek na standardní dopravní letouny však přibývalo. Prioritu před rychlostí a pohodlností sehrála podstatně větší kapacita a menší provozní náklady.



Obrázek 2.5: Boeing B-2707 [17]

V druhé polovině osmdesátých let se tento obor dočkal dalšího oživení, kdy po celém světě vzniklo několik výzkumných programů, během kterých vznikla řada cenných studií. Mezi nejznámější programy patří HSC (High Speed Civil Transport), AST (Advanced Supersonic Transport) a SCT (Supersonic Commercial Transport)[17].

## 3. Aerodynamika vysokých rychlostí

Podle rychlosti proudění lze aerodynamiku rozdělit do několika charakteristických oblastí. Z hlediska této práce jsou podstatné oblasti transsonická, supersonická a hypersonická.

### 3.1. Základní charakteristiky transsonických oblastí

Létání vysokými rychlostmi (uvažuje se rychlost nad  $0,4M$ ) přináší řadu odchylek v oblasti aerodynamiky od klasických zákonitostí, které se projevují při letech pomalejšími rychlostmi. Při vyšších rychlostech letu se musí brát v úvahu stlačitelnost vzduchu, která se běžně zanedbává.

K popisu aerodynamických charakteristik s vlivem stlačitelnosti vzduchu se používá Machovo číslo. Machovo číslo je bezrozměrná veličina vyjádřená poměrem skutečné rychlosti letu ( $V_{TAS}$ ) ku dané příslušné rychlosti zvuku ( $a$ ).

$$M = \frac{V}{a} \quad (3.1)$$

Rychlost zvuku, která je důležitá k určení Machova čísla, určuje úměrnost mezi změnami tlaku a hustoty, tudíž je nazývána mírou stlačitelnosti prostředí.

$$a = \sqrt{\frac{\Delta p}{\Delta \rho}} \quad (3.2)$$

Rychlost zvuku ve vzduchu je určena vztahem

$$a = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T} \quad (3.3)$$

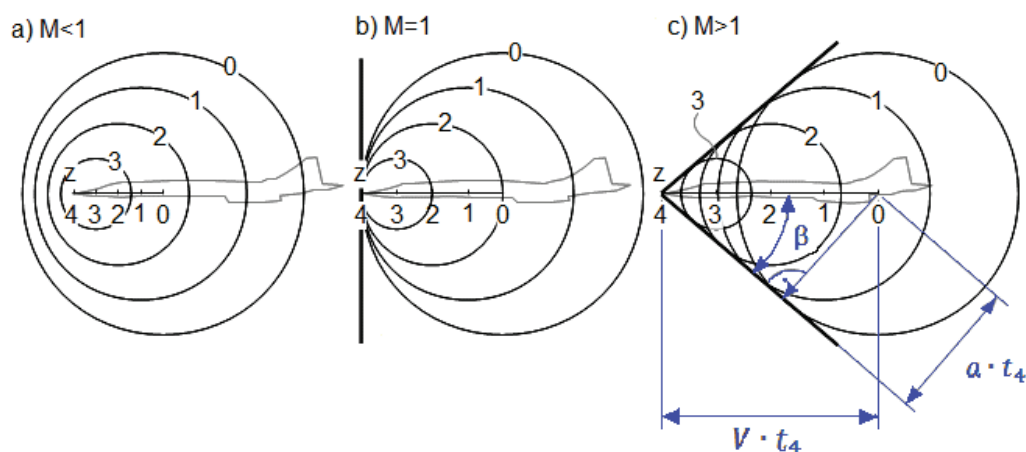
kde  $R = 287,05 J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$  je plynová konstanta vzduchu a  $\kappa = 1,4$  je adiabatický index pro vzduch. Adiabatický index je poměr specifických tepel při konstantním tlaku ku teple při konstantním objemu ( $\kappa = \frac{C_p}{C_v}$ ).

Z uvedených rovnic vyplývá, že s růstem výšky se při nižších rychlostech dříve dostavují jevy související se stlačitelností.

Charakter obtékání tělesa určuje šíření tlakových rozruchů. Pokud se zdroj tlakového rozruchu (zvuku) nepohybuje, tlakové rozruchy se šíří rychlostí zvuku v kuloplochách rovnoměrně od zdroje. Při podzvukových rychlostech se tlakové rozruchy dostávají daleko do prostoru před letoun, takže se proudové pole dokáže uzpůsobit tak, aby při obtékání letounu docházelo k minimálním ztrátám. Při zvyšování rychlosti letu dochází k hromadění tlakových vln před letounem a změny se stávají intenzivnější. Při letu rovné rychlosti zvuku dojde ke koncentraci tlakových vln před letounem do jediné plochy kolmé k rychlosti letu. Při letu nadzvukovou rychlostí se rozruchy koncentrují do kužele v prostoru a dochází k rozpadu tlakového pole na dvě části. Na zónu klidu mimo tento kužel a na zónu rozruchu uvnitř tohoto kužele. Kužel určující šíření tlakových rozruchů při letech nadzvukovými oblastmi se nazývá Machův kužel a jeho tvar popisuje vztah

$$\sin \beta = \frac{a}{V} = \frac{1}{M} \quad (3.4)$$

Tento vztah platí pro šíření rozruchu od bodového zdroje, kterým letoun není. Pro letoun platí stejný princip formování tlakového pole, ve kterém se vlny nahustí do úzkého prostoru a vytváří rázové vlny, na kterých dochází k velmi intenzivním skokovým změnám stavových veličin a rychlosti. Machův úhel  $\beta$  je vždy menší než úhel rázové vlny [6].



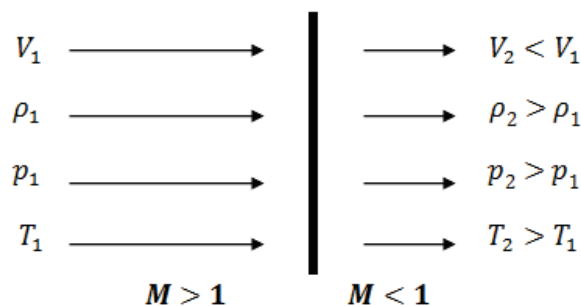
Obrázek 3.1: Šíření tlakových rozruchů při pohybu tělesa a) podzvukovou rychlostí, b) zvukovou rychlostí, c) nadzvukovou rychlostí

## 3.2. Základní charakteristiky supersonických oblastí

### Rázové vlny

Tlakové rozruchy o konečné velikosti, které se šíří nadzvukovou rychlostí (stejně rychle jako letoun) se nazývají rázové vlny. Rázové vlny způsobují pokles rychlosti proudění a skokové změny stavových veličin, což způsobuje velké ztráty. Rázová vlna může mít různé tvary.

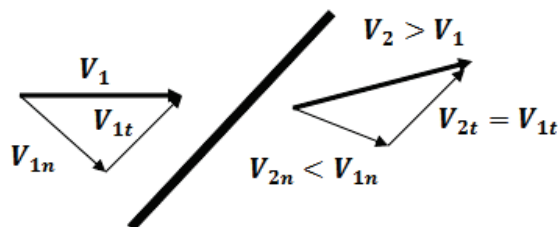
Kolmá rázová vlna je rozhraním mezi nadzvukovým a podzvukovým prouděním. Po průchodu proudu kolmou rázovou vlnou zůstává jeho směr stejný, mění se však rychlost a hybnost. Pokles hybnosti se projeví zvýšením tlaku, zvýšením teploty a poklesem kinetické energie (obr. 3.2).



Obrázek 3.2: Změny charakteristických veličin v proudu při průchodu kolmou rázovou vlnou

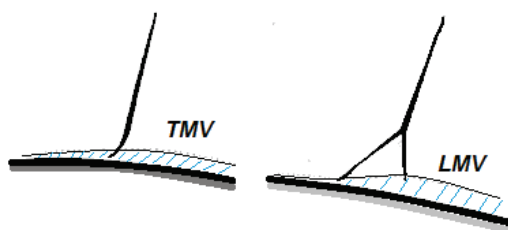


Šikmá rázová vlna nemusí nutně oddělovat nadzvukové proudění od podzvukového. Při průchodu proudu dochází ke změně jeho směru. Za touto vlnou se mění pouze složka rychlosti kolmá k rázové vlně. Stavové veličiny se nemění tak rapidně, jak u kolmé rázové vlny. Šikmá rázová vlna může vzniknout i díky nerovnosti na obtékané ploše (obr. 3.3).



Obrázek 3.3: Změny rychlostí při průchodu proudu šikmou rázovou vlnou

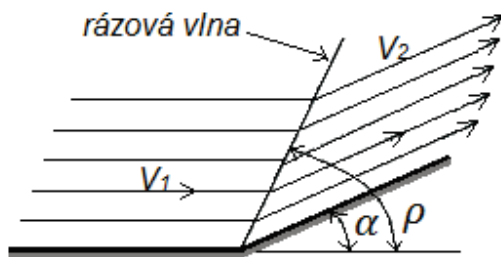
Lambda rázová vlna vzniká při obtékání profilu transsonickou rychlostí s laminární mezní vrstvou. V případě, že je mezní vrstva turbulentní vzniká přímo kolmá rázová vlna (obr. 3.4). Ztráty způsobené lambda vlnami jsou větší než u šikmých, ale menší než u přímých rázových vln. Za lambda rázem má proudění velký sklon k odtržení mezní vrstvy.



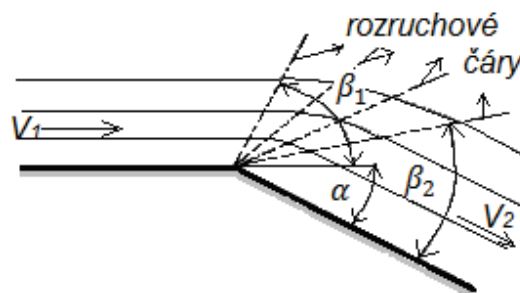
Obrázek 3.4: Rázová vlna za a) TMV, b) LMV

### Nadzvukové obtékání hran

Konkávní (vydutá) hrana způsobuje to, že proud musí být za hranou odchýlen od svého původního směru o úhel  $\alpha$ . Vzniká zde kompresní vlna, čímž dochází ke snížení rychlosti a k rázové kompresi plynu. Úhel rázové vlny  $\rho$  a intenzita vlny roste s úhlem hrany  $\alpha$  (obr.3.5).



Obrázek 3.5: Nadzvukové obtékání konkávní hrany



Obrázek 3.6: Nadzvukové obtékání konvexní hrany



Konvexní (vypuklá) hrana způsobuje také změnu směru proudu. Na hraně vzniká oblast spojitě expanse - svazek expanzních vln (tzv. Machova vlna), kde dochází k nepatrnému nárůstu rychlosti a k poklesu stavových veličin (obr.3.6)[5].

### 3.3. Základní charakteristiky hypersonických oblastí

Přechod mezi supersonickou a hypersonickou oblastí není přesně definován. Obecně se uvažuje, že k tomuto přechodu dochází v oblasti rychlostí  $M = 3$  (u tupých a oblých těles) -  $M = 5$  (v případě tvarovaných těles). V hypersonické oblasti přestávají navíc platit supersonické zákony aerodynamiky. V hypersonických oblastech adiabatický exponent  $\kappa$  již není konstantní a musí být věnována pozornost vlivu teploty na vlastnosti plynů [4]. Hypersonické oblasti jsou charakteristické následujícími vlastnostmi:

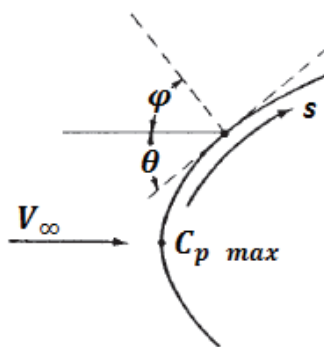
#### Rozložení tlaku

Rozložení tlaku na povrchu je v hypersonické oblasti charakterizováno Newtonovým pravidlem proudění, které předpokládá, že proudění může být bráno jako proud částic, které ztratí svou hybnost při nárazu na povrch. Součinitel tlaku je v této oblasti dán vztahem

$$C_p = 2 \cdot \sin^2 \cdot \theta \quad (3.5)$$

$$C_p = 2 \cdot \cos^2 \cdot \varphi \quad (3.6)$$

kde  $\theta$  je úhel, který svírá vektor proudu s povrchem letounu a  $\varphi$  je úhel vektoru proudu s normálou k povrchu.



Obrázek 3.7: Úhly součinitelů tlaku v Newtonovské teorii

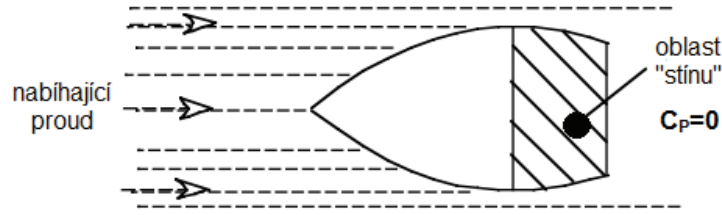
Největší tlak vzniká v bodě s maximální hodnotou  $C_p$ , což je stagnační bod, kde  $\theta = \frac{\pi}{2}$  a  $\varphi = 0$ . Modifikovaná Newtonovská teorie, která je přesnější pro tupá tělesa je pak dána vztahem

$$C_p = C_{p,max} \cdot \sin^2 \cdot \theta \quad (3.7)$$

kde  $C_{p,max}$  je  $C_p$  po nárazu.

#### Důležitost teploty

Velmi důležitými faktory se stávají teplota a aerodynamický ohřev, jež jsou více rozebrány v kapitole 5.3.



Obrázek 3.8: Oblast stínu s nulovým součinitelem tlaku [8]

### Použití tupých tvarů

Dalším ze znaků hypersonické oblasti je používání tupých tvarů na letounech. I přesto, že tupé tvary a velké poloměry náběžných hran přináší velký odpor, je toto tvarování používáno z důvodu tepelného ohřevu. Maximální hodnota ohřevu náběžných hran je dána jejich poloměrem dle následujícího vztahu

$$\dot{q}_{max-laminar} \approx \frac{1}{\sqrt{R_{NH}}} \quad (3.8)$$

kde  $R_{NH}$  je poloměr náběžné hrany ve stagnačním bodě a  $q$  je rychlost ohřevu. Je tedy nutné používat dostatečně velké poloměry náběžných hran, aby nedošlo k jejich roztavení.

### Kompaktní tvar

V těchto rychlostech jsou kladeny požadavky na tvar letounu. Pohonné jednotky by měly být vestavěny do draku tak, aby tvar celého letounu byl kompaktní.

### Směrová stabilita

Rozdíl charakteru proudění popisuje „hypersonický problém směrové stability“. Při nižších rychlostech je součinitel zatáčivého momentu od svislých ocasních ploch (SOP) k těžišti definován

$$C_{nSOP} = \frac{S_{SOP} \tilde{l}_{SOP}}{Sb} \cdot \frac{q_{SOP}}{q} \cdot C_{YSOP} \quad (3.9)$$

kde  $\frac{S_{SOP} \tilde{l}_{SOP}}{Sb} = \tilde{V}_{SOP}$  je mohutnost SOP,  $\frac{q_{SOP}}{q} = k_{SOP}$  je součinitel snížení dynamického tlaku v místě SOP a  $C_{YSOP}$  je součinitel příčné aerodynamické síly na svislé ocasní ploše.

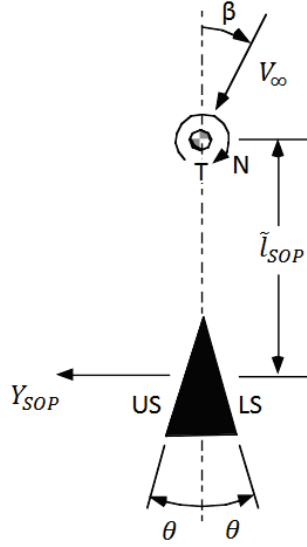
Pro vysokorychlostní proudění se předpokládá, že SOP je dvourozměrná plocha s konstantním tlakem na každé straně, takže součinitel příčné aerodynamické síly na SOP je  $C_{YSOP} = C_{PLS} - C_{PUS}$ .

V Newtonovské teorii pro hypersonické proudění, kde součinitel tlaku  $C_p$  je dán vztahem uvedeným výše, je uvažován úhel vybočení  $\beta$ . Viz obr 3.9 . Potom je bočná síla

$$C_{YSOP} = \Delta C_p = 2\sin^2(\theta + \beta) - 2\sin^2(\theta - \beta) \quad (3.10)$$

Užitím goniometrických funkcí vznikne vztah

$$C_{Y_{\beta SOP}} = 2 \left[ \begin{array}{l} \sin^2\theta \cos^2\beta + 2\cos\theta \sin\beta \sin\theta \cos\beta + \cos^2\theta \sin^2\beta \\ -\sin^2\theta \cos^2\beta + 2\cos\theta \sin\beta \sin\theta \cos\beta - \cos^2\theta \sin^2\beta \end{array} \right] \quad (3.11)$$



Obrázek 3.9: Hypersonický problém směrové stability [8]

Zjednodušeně

$$C_{Y_{\beta_{SOP}}} = 8 \cdot \underbrace{\cos\theta}_{\approx 1} \cdot \underbrace{\sin\beta}_{\approx \beta} \cdot \underbrace{\sin\theta}_{\approx \theta} \cdot \underbrace{\cos\beta}_{\approx 1} \cong 8\theta\beta \quad (3.12)$$

Derivováním součinitele zatáčivého momentu dle úhlu vybočení  $\beta$  vznikne vztah pro bočivě-zatáčivou derivaci od SOP

$$C_{n_{\beta_{SOP}}} = 8\tilde{V}_{SOP}\theta \quad (3.13)$$

Pokud by byl úhel  $\theta$  nulový, byla by i bočivě-zatáčivá derivace od SOP nulová, což by mělo za následek, že letoun by se stal zcela směrově nestabilní. Je ovšem také vidět, že se zvětšujícím se úhlem klínu roste i  $C_{n_{\beta_{SOP}}}$ . Navíc zde není žádná závislost na Machově čísle letu. Z výše uvedených závislostí tedy vyplývá, že v hypersonických oblastech je nutné použít svislých ocasních ploch ve tvaru klínu, aby byla zaručena směrová stabilita letounu [8].

Užití klínové svislé ocasní plochy je názorné na obrázku 3.10.

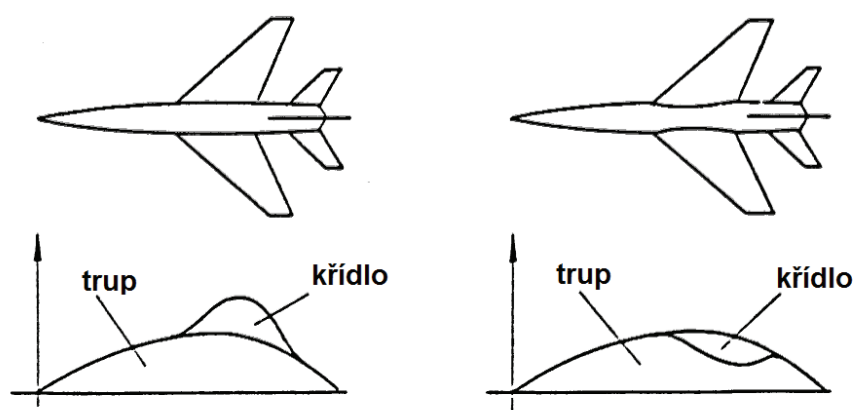


Obrázek 3.10: Experimentální letoun NASA X-15 s klínovou SOP [29]

## 4. Aerodynamické požadavky na tvarování rychlých letounů

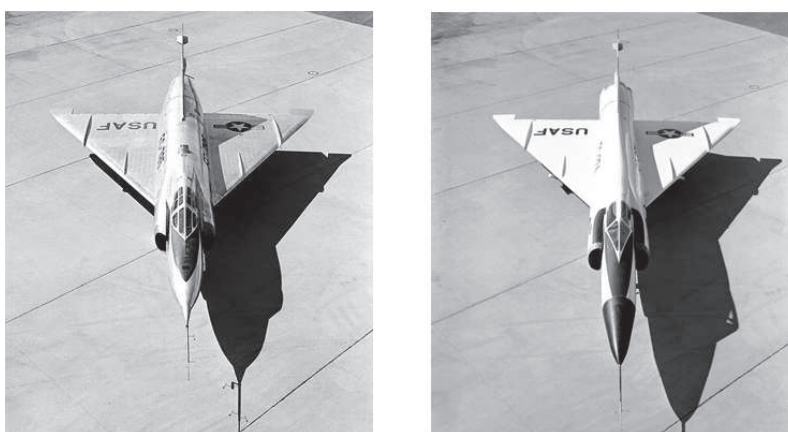
### 4.1. Celkový tvar

Při letu transsonickými rychlostmi je velmi důležité celkové tvarování letounu, které by mělo respektovat tzv. pravidla ploch, které říká že *plochy řezů letounu kolmých k podélné ose letounu musí narůstat plynule, maxima dosahují asi ve středu délky letounu a dále se mají zmenšovat na nulovou hodnotu na jeho konci*. Viz obr. 4.1 [6].



Obrázek 4.1: Pravidlo ploch [6]

Toto pravidlo je však známé jako transsonické pravidlo ploch, které při zvyšování rychlosti do supersonických a hypersonických oblastí ztrácí význam. Užití pravidla ploch v praxi je patrné z obrázku 4.2.



Obrázek 4.2: Pravidlo ploch v praxi [30]

## 4.2. Profil křídla

### 4.2.1. Kritické Machovo číslo

Zvyšováním rychlosti letu se zvyšuje i maximální místní rychlost, což je nejvyšší rychlost na konkrétním místě na letounu. V případě, že v některém bodě na letounu nebo v jeho okolí je dosaženo místní rychlosti zvuku  $M=1$  (zatímco v ostatním proudu je rychlost menší než místní rychlost zvuku), označuje se rychlost letu číslem  $M_{KRIT}$  (kritické Machovo číslo). Místní rychlost zvuku je na letounu dosažena v místě s nejvyšším podtlakem, což je místo s nejvyšší rychlostí proudění. Toto číslo je bráno jako hranice mezi subsonickou a transsonickou oblastí.

V případě křídla, které je na přechod do transsonické oblasti nejcitlivější, závisí  $M_{KRIT}$  na relativní tloušťce křídla a na úhlu náběhu; pokud tyto veličiny rostou,  $M_{KRIT}$  klesá.

### 4.2.2. Tloušťka profilů

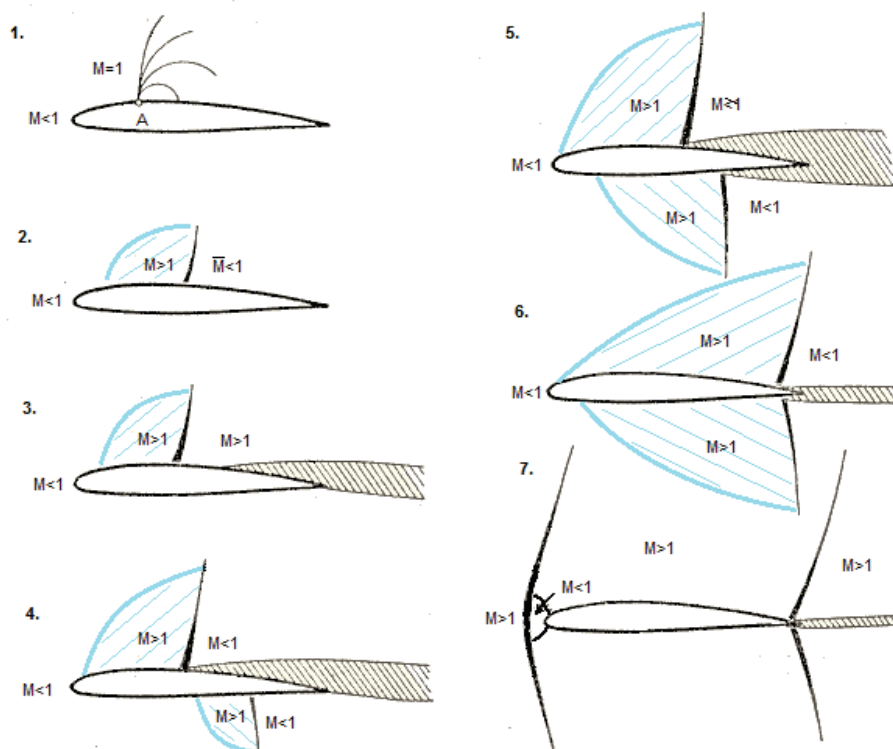
Snahou při transsonickém létání je co nejefektivněji potlačit stlačitelné jevy na letounech. Tomu velmi napomáhá snížení relativní tloušťky profilu. Se snižováním tloušťky profilu se redukuje zrychlení proudu na sací straně, čímž se zvyšuje hodnota  $M_{KRIT}$ . Negativním faktorem při snižování relativní tloušťky křídla je značný pokles vztlaku. Snižování tloušťky profilu s sebou přináší i další neblahé důsledky s ohledem na konstrukci letounu. S jejím snižováním se zmenšuje i využitelný prostor v křídle, který se využívá k umístění paliva, podvozkových a vztlakových mechanismů apod. Navíc užití klasické nosníkové konstrukce křídla je v tomto případě neefektivní a je potřeba přejít k jiným typům konstrukce.

### 4.2.3. Profil v transsonické oblasti

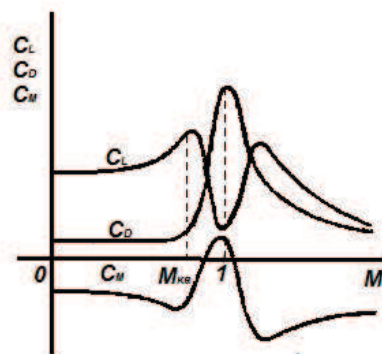
Obtékání profilu v transsonické oblasti probíhá v následujících fázích.

V bodě, kde je dosaženo  $M_{KRIT}$  (bod *A* na obr. 4.3-1) se vytváří oblast nadzvukového proudění, která se postupně rozšiřuje. Při zvýšení rychlosti letu nad  $M_{KRIT}$  se za tímto bodem objeví rázová vlna (obr. 4.3-2), která způsobí přídavný vlnový odpor. Při dalším zvýšení rychlosti  $M$  vzroste i intenzita rázové vlny. Za rázovou vlnou prudce roste tlak, který ovlivní mezní vrstvu sací strany profilu tak, že začíná docházet k odtrhávání proudu od odtokové hrany (obr. 4.3-3). Při dalším zrychlení letu se vytvoří rázová vlna i na spodní části profilu (obr. 4.3-4), čímž se zvýší oblast úplavu. Při dalším pokračování v letu se odtržený proud dostává až na úroveň rázových vln (obr. 4.3-5). Během dalšího zvyšování  $M$  čísla letu se rázové vlny posouvají po profilu dozadu k odtokové hraně a zmenšují tím oblast odtrženého proudu (obr. 4.3-6). Dále je rychlost letu zvyšována až do překročení  $M = 1$ . V tomto okamžiku se rázové vlny dostávají až na úroveň odtokové hrany a dochází ke vzniku nové rázové vlny před profilem, která se s další zvyšující se rychlostí přibližuje k náběžné hraně profilu (obr. 4.3-7). V tento okamžik již dochází k supersonickému obtékání profilu [5].

Překonávání rychlosti zvuku výrazně ovlivňuje aerodynamické součinitele. Na obrázku 4.4 je znázorněna závislost aerodynamických součinitelů (součinitele vztlaku  $C_L$ , součinitele odporu  $C_D$  a součinitele klopivého momentu  $C_m$ ) na Machově čísle ( $M$ ) letu při konstantním úhlu náběhu.



Obrázek 4.3: Obtékání profilu v transsonické oblasti



Obrázek 4.4: Závislost aerodynamických součinitelů na Machově čísle [5]

Součinitel odporu  $C_D$  se po dosažení  $M_{KRIT}$  začíná prudce zvedat, což je způsobeno změnami, které zapříčiňují rázové vlny (vlnový odpor). Při přechodu do vyšších rychlostí, kde již probíhá nadzvukové obtékání letounu a rázové vlny se přesouvají směrem k odtokové hraně, začíná součinitel odporu opět klesat.

Součinitel vztahu  $C_L$  se spolu se zvyšující rychlostí neustále zvyšuje až do okamžiku, kdy se na horní straně profilu zformuje rázová vlna, díky které dojde k odtržení mezní vrstvy, a tím pádem i k výraznému poklesu vztahu. Tvar profilu určuje intenzitu tohoto poklesu. Při zrychlení letu se vytvoří rázové vlny i na spodní straně profilu, což má za následek opětovný růst vztahu. Při těchto rychlostech se již neprojevují transsonické nepravidelnosti.

Nespojité obtékání profilu v transsonické oblasti mění i klopivý moment  $C_M$  vlivem posouvání polohy neutrálního bodu. Za rázovou vlnou dojde ke snížení sání na horní straně u odtokové hrany a sníží se klopivý moment ve smyslu „těžký na hlavu“, aerodynamický střed se posouvá směrem k náběžné hraně. Při posunu rázové vlny směrem k odtokové hraně tento klopivý moment začíná růst a aerodynamický střed se posouvá dozadu.

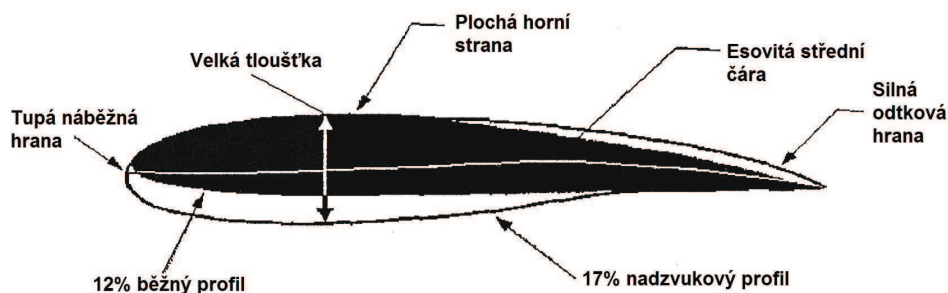
#### 4.2.4. Supersonické profily

V supersonické oblasti při nižších  $M$  číslech letu je vhodné použít profily s menšími poloměry náběžných hran. Vhodné jsou například profily dvou-vypuklé (čočkovité). Pro vyšší  $M$  čísla letu v supersonické oblasti je velmi vhodné užití klínovitých profilů s ostrými hranami.

V praxi jsou nadzvukové profily pro lety v podzvukových oblastech nevhodné a je potřeba volit kompromis, který umožní pohodlné a bezpečné létání. Nadzvukově tvarované profily dosahují velmi nízkého maximálního součinitele vztlaku a letouny tak musí být vybaveny účinnými prostředky pro zvyšování vztlaku, nebo musí mít nízké plošné zatížení a musí přistávat na vysokých rychlostech.

#### 4.2.5. Transsonický profil

Do oblastí rychlostí nad  $M_{KRIT}$  jsou vhodné tzv. transsonické profily (též známé jako superkritické profily). Profily mají tvarovanou horní hranu, která brání rychlému nárůstu rychlosti a zeslabuje intenzitu rázové vlny. Tyto profily jsou charakteristické plochou sací hranou, větším poloměrem náběžné hrany i větší relativní tloušťkou a prohnutím do tvaru S [6].



Obrázek 4.5: Porovnání tvaru klasického profilu a superkritického profilu [6]

### 4.3. Křídlo

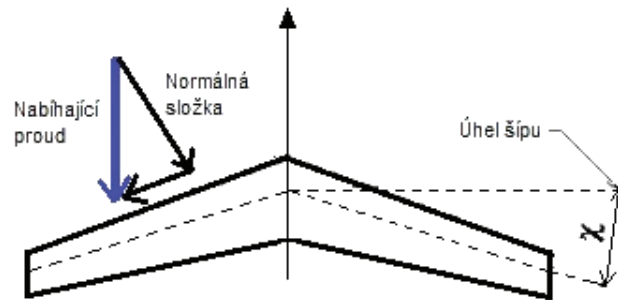
#### 4.3.1. Šíp křídla

Koncepce křídla s velkým úhlem šípu (šípové a trojúhelníkové křídlo) je u letounů překonávajících rychlost zvuku velmi používaná. Největší výhodou takového křídla jsou jeho odporové charakteristiky a zvýšení  $M_{KRIT}$ . To je výhodné z hlediska posunutí počátku negativních transsonických jevů do vyšších rychlostí. Machovo číslo závisí na úhlu šípu dle vztahu



$$M_{\Delta} = \frac{M_{\Xi}}{\cos \chi} \quad (4.1)$$

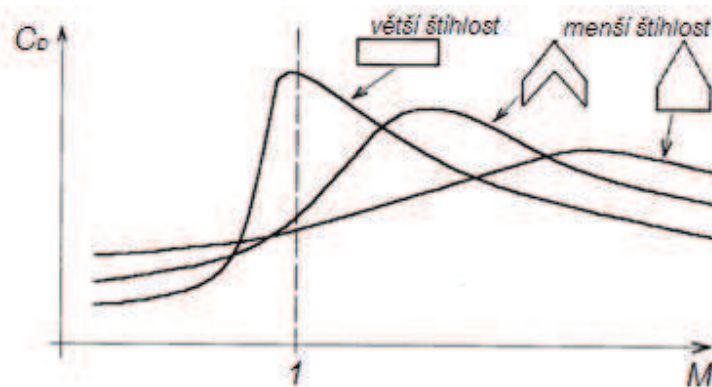
kde  $\chi$  je úhel šípu křídla,  $M_{\Delta}$  je  $M_{KRIT}$  šípovitého křídla a  $M_{\Xi}$  křídla přímého. Vyšší úhel šípu snižuje maximální součinitel vztlaku, což způsobuje prodloužení vzletu a zvýšení pádové rychlosti. Navíc k odtržení proudy dochází v koncové oblasti křídla, což má za následek vznik nežádoucího klopivého momentu na ocas.



Obrázek 4.6: Rozložení rychlosti na šípovém křídle na normálnou a rovnoběžnou složku

#### 4.3.2. Štíhlost křídla

U křídel s malou štíhlostí se projevuje zesílená prostorovost proudění, která způsobuje menší rychlost v místech, kde je dosaženo maximálního sání. To vede ke snížení odporu a zvýšení  $M_{KRIT}$ . Malá štíhlost křídla zeslabuje negativní vlivy stlačitelnosti [6].



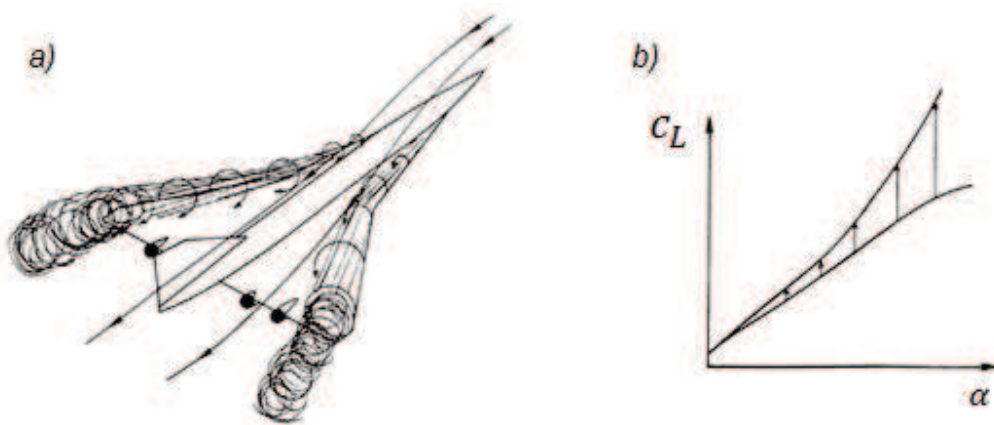
Obrázek 4.7: Vliv štíhlosti a šípovitosti křídla na součinitele odporu v transsonické oblasti [6]

#### 4.3.3. Delta křídlo

Kombinuje výhody šípovitosti a malé štíhlosti křídla. Zároveň lze u něj s výhodou využít vírového vztlaku, který se na něm tvoří při vyšších úhlech náběhu ( $\alpha = 5^\circ - 30^\circ$ ). Při vyšších úhlech náběhu leží stagnační bod na spodní části profilu, což způsobuje, že při



snaze vyrovnávat velké tlakové gradienty na náběžné hraně dochází k oddělení proudu a vzniku vírů podél náběžných hran delta křídla. Vytváří se dva víry na každé straně křídla, tak jak je naznačeno na obr. 4.8. To způsobuje vírový vztlak, který zvyšuje součinitel vztlaku  $C_L$  a zvyšuje i maximální úhel náběhu  $\alpha_{KRIT}$  [9].



Obrázek 4.8: a) Vírový vztlak na Delta křídle b) Nárůst koeficientu vztlaku díky vírovému vztlaku [9]



Obrázek 4.9: Vírový vztlak [9]

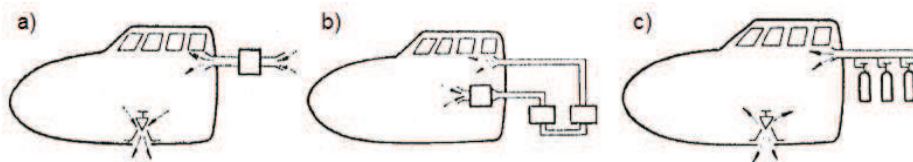
## 5. Technické problémy

V souvislosti s létáním rychlostmi překonávajícími rychlost zvuku a létáním ve vysokých výškách se čelí řadě problémů. Ve vysokých hladinách se řeší problémy s přetlakováním letounu, se silným UV zářením a kosmickým zářením. Při vysokých rychlostech nastávají problémy s aerodynamickým ohřevem, který zapříčiňuje složité konstrukční požadavky, problémy s konstrukcí a funkcí motorů a problémy spojené s akustikou. Při provozu nadzvukových dopravních letounů se musí dbát i na životní prostředí. Hlavními problémy jsou hluk a aerodynamický třesk, znečištění emisemi z motorů, a také možné negativní účinky radioaktivního záření na cestující a členy posádky.

Hlavní otázkou této kapitoly je to, proč je vlastně výhodné létat ve vysokých výškách a zda to vůbec výhodné je. Vysoké hladiny přinášejí řadu problémů, které jsou popsány níže a cílem je stanovit, zda vůbec stojí za to se s těmito problémy snažit vyrovnávat a řešit je.

### 5.1. Přetlakování

Pozornost při letech ve vysokých výškách musí být věnována i přetlakování v kabině pro posádku i cestující. Při letech do výšek cca 20 km můžou být uvažováno klasické přetlakové kabiny ventilačního typu. Do vyšších hladin je nutné použití složitějších uzavřených kabin regeneračních, či přetlakových kabin s vnitřním zdrojem [10]. Letouny ve vysokých výškách musí být vybaveny patřičnou dávkou doplňkového kyslíku vypočítanou v souladu s Dodatkem 1 k OPS 1.770: *Při určování doplňkové dodávky kyslíku pro tratě, které mají být letěny, se předpokládá, že letoun bude klesat v souladu s nouzovými postupy stanovenými v Provozní příručce, aniž by překročil svá provozní omezení, do nadmořské výšky letu, umožňující bezpečné dokončení letu (tj. do výšek letu zajišťujících přiměřenou výšku nad terénem, navigační přesnost, vyhnutí nebezpečnému počasí, atd.)* [1]



Obrázek 5.1: Přetlakové kabiny: a) otevřená, b) uzavřená regenerační, c) uzavřená s vnitřním zdrojem [10]

### 5.2. Motory

Na motory určené pro provoz ve velkých výškách a v nadzvukových rychlostech jsou kladeny přísné požadavky. Pro tento typ provozu jsou použitelné motory proudové, raketové či náporové. Každý z nich má jisté výhody a nevýhody, které jsou popsány níže. Ve velkých rychlostech jsou kladeny velké požadavky na tvarování vstupního (obr. 5.2) i výstupního (obr. 5.3) ústrojí motorů.



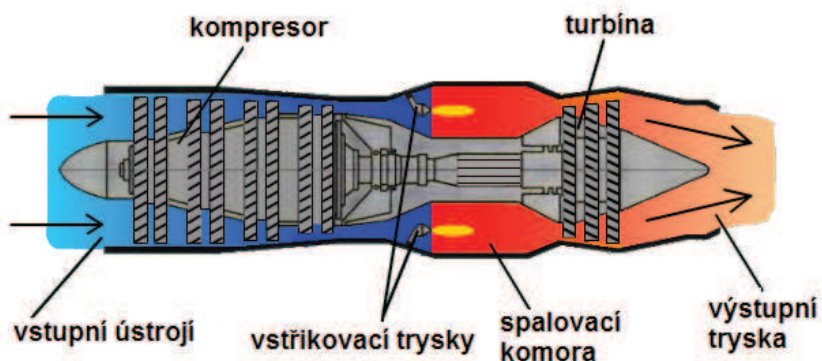
Obrázek 5.2: Vstupní ústrojí proudových motorů [18]



Obrázek 5.3: Výstupní ústrojí proudových motorů. Vpravo - podzvukový výtok, vlevo - nadzvukový výtok [18]

### 5.2.1. Proudový motor

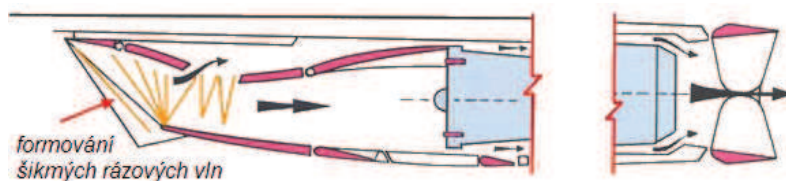
Proudový motor pracuje na principu Newtonova zákona o akci a reakci - spaliny, které vycházejí z motoru, působí opačným směrem silou na motor, který tak ženou vpřed. V přední části motoru se nachází kompresor, který stlačuje vzduch, jenž dále putuje do spalovací komory, kam se vstříkují palivo. Zažehnutím této směsi se uvolňuje tepelná energie a horké plyny, které vycházejí z komory a roztáčí turbínu, která pohání kompresor. Za turbínou je výstupní tryska, kde se velký tlak a tepelná energie mění na kinetickou a vytváří tah motoru. Při vyšších rychlostech může docházet k problémům s kompresorem, na jehož částech se mohou vytvářet rázové vlny s následnou pumpáží motoru [3].



Obrázek 5.4: Schéma proudového motoru [31]

Aby proudové motory mohly pracovat v oblastech s nadzvukovou rychlostí, je nutné upravit vstupní ústrojí tak, aby proud vzduchu zpomalil na podzvukovou rychlost. Snahou

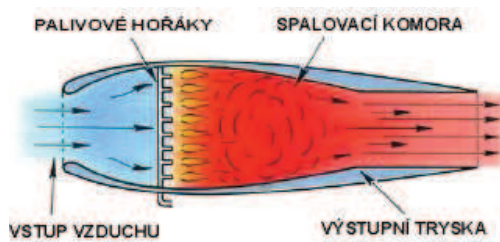
je toto zpomalení provést s minimální ztrátou jeho energie. Využívá se systému šikmých rázových vln (viz obr 5.5).



Obrázek 5.5: Vstupní ústrojí proudového motoru [18]

### 5.2.2. Náporový motor (RAMJET)

První náporový motor byl představen již před 100 lety a na jeho vývoji se neustále pracuje. Vzduch do motoru vstupuje rychlostí letu, stlačuje se (mění svou kinetickou energii na tlak), přidává se k němu palivo, které spolu se vzduchem ve spalovací komoře hoří a spaliny pak vychází tryskou ven a vyvozují tah. V praxi jsou motory určeny pro vysoké rychlosti a vyžadují regulované vstupní zařízení. Výhodou je efektivnost při nadzvukových rychlostech a jednoduchá konstrukce. Princip motoru je znázorněn na obrázku 5.6 [18].



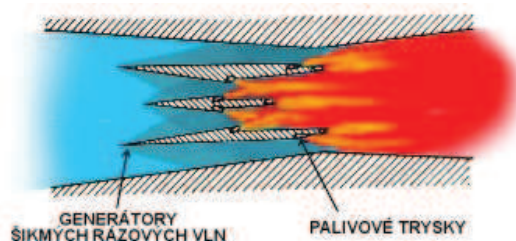
Obrázek 5.6: Náporový motor [18]

### 5.2.3. SCRAMJET

Scramjet je nadzvukovou variantou náporového motoru (Supersonic Combustion RAMJET). Od klasického náporového letounu se liší tím, že jím vzduch proudí nadzvukovou rychlostí. Jeho velkou výhodou je to, že se vzduch nemusí zpomalovat na podzvukovou rychlost, a tudíž nedochází k extrémnímu aerodynamickému ohřevu a můžeme tím pádem dosahovat extrémně vysokých rychlostí. Vzduch je na vstupu zpomalen generátory šikmých rázových vln (klíny s malým úhlem bříty) a v nadzvukové rychlosti probíhá také spalování. Spaliny posléze vystupují ven tryskou. Hypersonické letouny využívají jako palivo převážně vodík, avšak na popularitě v poslední době získávají nadzvukové náporové tryskové motory na uhlovodíkové palivo. Schéma Scramjetu je na následujícím obrázku 5.7 [18].

V současnosti dosahuje tento typ motoru značných pokroků. Po několika letech neúspěšných pokusů se podařilo až v letošním roce podniknout úspěšný testovací let experimentálního letounu X-51A Waverider vybaveného scramjetovým motorem. Letoun letěl podle plánu a dosáhl rychlosti  $M = 5,1$  (viz kapitola 8.3).

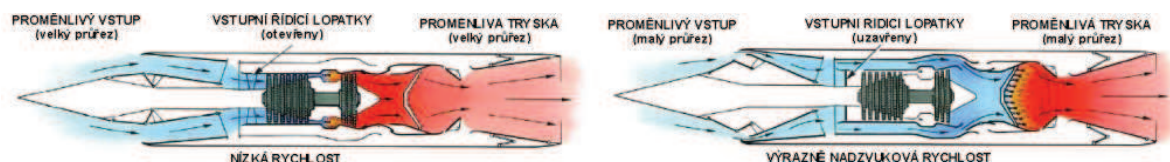




Obrázek 5.7: Náporový motor s nadzvukovým spalováním [18]

#### 5.2.4. Turbonáporový motor

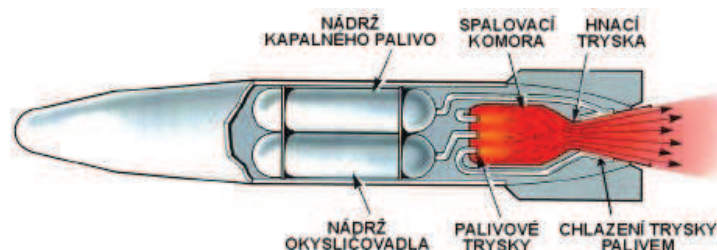
Náporový motor, který je využitelný i při nízkých rychlostech se nazývá turbonáporový. Při nízkých rychlostech motor pracuje jako proudový, při vysokých rychlostech jako náporový. Přejít je realizován otevíráním a zavíráním vstupních lopatek (uzavírají přívod vzduchu do kompresoru a otevírají cestu kolem jádra motoru). Tento motor je známý použitím na průzkumných letounech SR-71. Schéma turbonáporového motoru je na obrázku 5.8 [18].



Obrázek 5.8: Turbonáporový motor v podzvukové i nadzvukové oblasti [18]

#### 5.2.5. Raketový motor

Raketové motory ke své činnosti nepotřebují kyslík, čímž jsou vhodné pro lety ve velmi vysokých výškách až do prostoru mimo atmosféru. Raketové motory se dělí na motory na tuhé pohonné hmoty a motory na kapalné pohonné hmoty. Motor na tuhé pohonné hmoty má jednoduchou konstrukci, kde po spuštění postupně odhořívá tuhá náplň válcového zásobníku paliva a motor již nelze zastavit. Tento motor je vhodný na vojenské řízené střely. Motor na kapalné pohonné hmoty je složen ze dvou nádrží, z nichž v jedné je palivo a ve druhé okysličovadlo. U tohoto motoru lze regulovat výkon, a tak je tento typ používán pro válečné či pokusné letouny. Princip funkce raketového motoru je na obrázku 5.9 [18].



Obrázek 5.9: Raketový motor na KPH (kapalné pohonné hmoty)[18]

Pro osobní přepravu tyto motory nejsou úplně vhodné. Mají obrovskou spotřebu paliva a tím pádem i větší hmotnost, což je pro osobní dopravu značně neekonomické.

### 5.3. Aerodynamický ohřev

Při obtékání letounu se současně s místní rychlostí mění i stavové veličiny vzduchu. Oblasti na letounu, kde se obtékající proud zbrzdí na nulu se nazývají stagnační body. V těch dochází ke změně kinetické energie na energii tepelnou a dochází tak k nárůstu teploty dle následujícího vztahu

$$\Delta T = \frac{V^2}{2000} [^{\circ}C] \quad (5.1)$$

kde  $V$  je v  $[ms^{-1}]$  [6].

Význam teploty v nadzvukových oblastech je velmi důležitý. Důležitost teploty je znázorněna na vztahu mezi stagnační a statickou teplotou

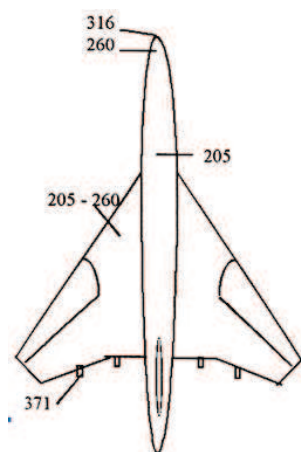
$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_{\infty}^2 \quad (5.2)$$

V mezní vrstvě si částice předávají teplo vedením okolního vzduchu a také vedením letounu. Z toho důvodu je teplota v mezní vrstvě nižší než v náběžném bodě, nikoliv však podstatně. Při krátkém letu mnoho tepla pohltí tepelná setrvačnost velké hmoty letounu. Při delších letech se však teplota v mezní vrstvě vlivem tření vzduchu velmi blíží teplotě zbrzdění  $T_0$ .

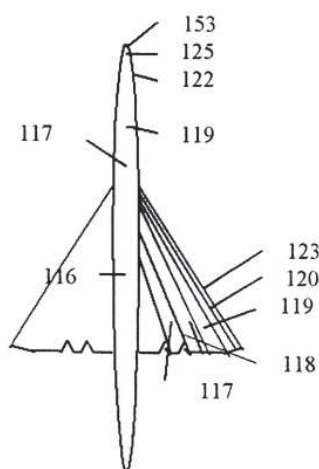
Popis povrchové teploty  $T_w$  je dán vztahem

$$T_w = (1 + r \cdot \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_{\infty}^2) \cdot T_e \quad (5.3)$$

kde  $\gamma = 1,4$  pro vzduch a  $r$  je „recovery factor“, kde  $r \cong 0,85$  pro laminární proudění a  $r \cong 0,92$  pro turbulentní proudění. Příklad povrchových teplot na nadzvukových letounech je na obrázcích 5.10 a 5.11 [8].



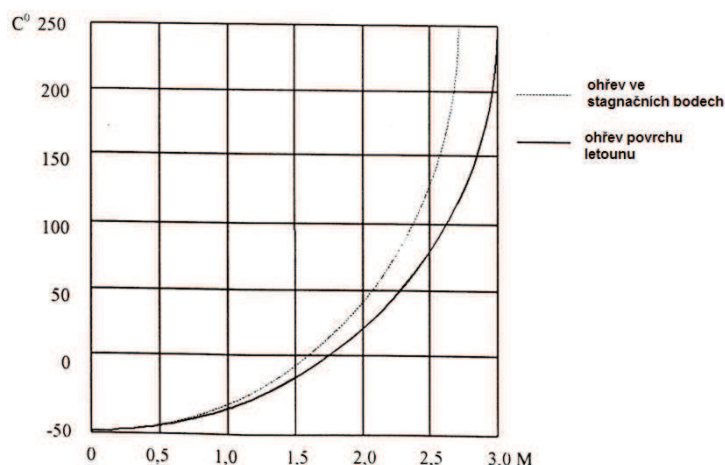
Obrázek 5.10: Povrchové teploty  $[^{\circ}C]$  na B2707 při  $M = 2,9$



Obrázek 5.11: Povrchové teploty  $[^{\circ}C]$  na Concordu při  $M = 2,2$

To zda proudění je laminární nebo turbulentní, značně ovlivní povrchovou teplotu. Létání ve velmi vysokých výškách, kde hustota vzduchu je velmi malá, přináší i nízkou hodnotu Reynoldsova čísla, které rozhoduje o charakteru proudění, které bude v tomto případě mít snahu být laminární.

Závislost přírůstku teploty v bodě zbrzdění proudu a na povrchu letounu na Machově čísle letu (závislost aerodynamického ohřevu na rychlosti letu  $M$ ) je znázorněna na obrázku 5.12.



Obrázek 5.12: Závislost teploty povrchu letadla na Machově čísle letu [7]

Při konstrukcích nadzvukových letounů musí být uvažováno s vysokými teplotami vlivem aerodynamického ohřevu. Povrchy těchto letounů musí být chlazeny a vyráběny z vhodných materiálů (titan, nerez ocel.).

## 5.4. Kosmické záření

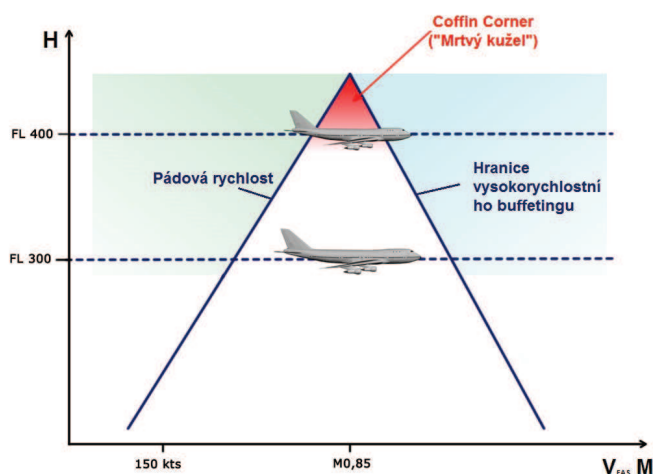
Kosmické záření pochází z hlubokých oblastí vesmíru a je tvořeno převážně protony a jádry helia. Je významnou složkou přírodního radiačního pozadí a má vliv na celou populaci, zejména pak na osoby pohybující se ve vysokých výškách. Intenzita kosmického záření roste s výškou a závisí také na zeměpisné šířce [19].

K radioaktivnímu ozáření člověka dochází v různých důsledcích, kosmické záření se na tomto podílí u běžného člověka zhruba z 10%. Množství záření absorbované tkání je dáno dávkou mSv (milisievert). Kosmické záření na hladině moře činí 0,6 mSv/rok a na každý výškový kilometr se zvyšuje o 0,2 mSv/rok. Vysoká dávka radiace na člověka má negativní dopad, z toho důvodu je potřeba omezit pobyt osob ve vyšších výškách. Vyhodnocení kosmického záření se provádí dle předpisu OPS 1.390: *Tam, kde je pravděpodobné, že vystavení kosmickému záření za letu překročí dávku 1 mSv za rok, by, pokud je to proveditelné, provozovatel měl vypracovat pracovní rozvrhy tak, aby udržel vystavení kosmickému záření pod hodnotou 6 mSv za rok. Pro účel tohoto předpisu, členové posádek, kteří pravděpodobně budou vystaveni dávce kosmického záření přesahující 6 mSv za rok, jsou považováni za osoby vystavené vysoké dávce kosmického záření, a měly by být uchovávány jejich individuální záznamy o vystavení kosmickému záření.* [1] Speciální pozornost je věnována přepravě nemocných cestujících a těhotných žen.

## 5.5. Buffeting

Při odtržení proudu na křídle může docházet k makroturbulentnímu proudění, které v případě, že zasáhne ocasní plochy, způsobuje nepravidelné kmitání, které je nazýváno buffeting. Buffeting se dělí na nízko rychlostní, který je dán přetažením letounu vlivem kterého se VOP dostává do úplavu a vysokorychlostní k němuž dochází již při malých úhlech náběhu za rázovými vlnami vlivem tzv. rázového odtržení, viz kapitola 4.2.

Vznik vysokorychlostního buffetingu ovlivňuje kromě rychlosti hmotnost letounu, výška letu, náklon v zatáčce a poloha těžiště. Pro dopravní letoun se stanovuje hranice buffetingu, která by neměla být překročena, aby se omezilo nebezpečí kmitání [6].



Obrázek 5.13: Hranice buffetingu [32]

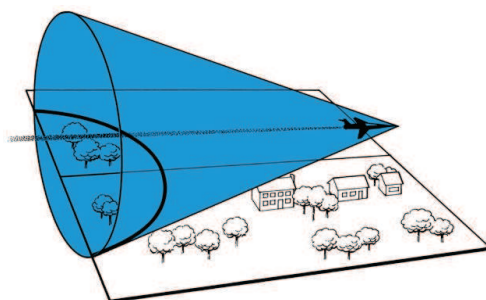


## 6. Ekologické problémy

V dnešní době hraje podstatnou roli i ekologie. Letecká doprava by neměla příliš narušovat životní prostředí a měla by omezovat prvky, které by ji mohly narušit. Jedním z problémů se kterým se musíme při létání vysokými rychlostmi potýkat je hluk způsobený sonickým třeskem. Létání ve vysokých hladinách zase může narušovat ozonovou vrstvu.

### 6.1. Akustika

Velmi vysoký hluk motorů u nadzvukových letounů byl jedním z hlavních faktorů, který rozhodl o zrušení (a v některých místech i k nezavedení) jejich provozu. Nejvíce problematickým faktorem u akustiky je pak sonický třesk. Sonický třesk je způsoben zvukovými vlnami, které se zformují do rázové vlny (respektive rázového kužele), viz kapitola 3.2. Rázová tlaková vlna se šíří rychlostí zvuku společně s letounem. Síla aerodynamického třesku závisí na hmotnosti a velikosti letadla, se zvyšováním rychlosti se však její intenzita nemění. Při velmi vysokých rychlostech je však úhel rázové vlny tak malý, že se neprotne se zemským povrchem [20].



Obrázek 6.1: Aerodynamický třesk [33]

### 6.2. Ozonová vrstva

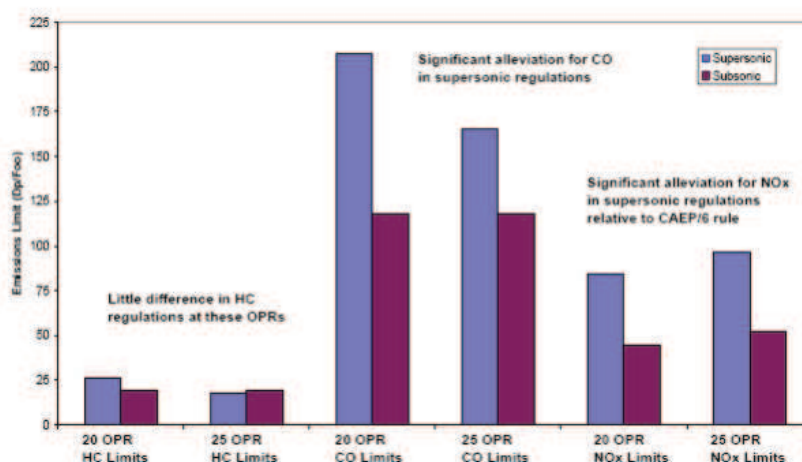
Ozonová vrstva je součástí naší atmosféry a pomáhá chránit zemi před ultrafialovým zářením. První debata o ohrožení ozonové vrstvy vlivem nadzvukových, potažmo i podzvukových letadel, se poprvé odehrála v roce 1970. V této době však nebyla dostatečná úroveň znalostí, aby obavu potvrdila. Bylo však ustanoveno mnoho projektů, které se touto problematikou zabývají. Hlavním problémem jsou reaktivní sloučeniny dusíku, které jsou součástí výfukových plynů nadzvukových letadel a mohou urychlit přirozenou chemickou destrukci ozonové vrstvy. Při destrukci ozonová vrstva ztrácí své účinky a netvoří tak silný štít před UV zářením. Od roku 1985 byla celosvětově přijata opatření na ochranu ozonové vrstvy a o dva roky později byl sepsán Montrealský protokol řešící tuto problematiku. Jako opatření proti negativním účinkům na životní prostředí byl podpořen projekt na vývoj nízkoemisních motorů a paliv. Díky emisím z motorů letadel pohybujících se ve stratosféře však dochází k narušování ozonové vrstvy. Neznámou však je, do jaké míry tuto vrstvu narušují letecké motory. V současně vznikajících projektech nadzvukových letounů je kladen velký důraz na používání nízkoemisních motorů [21].

## 7. Ekonomické problémy

Kromě technických a ekologických problémů klade toto odvětví vysoké požadavky na prognózování, plánování a sledování současného trhu. Zdárné vyřešení ekonomiky vysokorychlostního létání je jedním z klíčových požadavků. Jistý přehled o ekonomice nadzvukových letů přinesly dnes již historické letouny Concorde a TU-144. Hlavním problémem jsou velmi vysoké náklady na vývoj, údržbu i palivo. Malý počet těchto letounů je problémem z hlediska sériovosti, což se také promítne do nákladů. Další problém by mohl nastat i v oblasti pozemního servisu na letištích. Pro malý počet takovýchto letounů by bylo drahé vybavit letiště potřebným vybavením (pozemní zdroje), což opět zvyšuje cenu provozu. Tuto problematiku podtrhuje i nízká kapacita těchto letounů. Tyto problémy na druhé straně vyvažuje rychlost přepravy a exkluzivita těchto letů. Aby nadzvuková letecká doprava našla opět na Zemi své místo, bude potřeba provést kvalitní ekonomický a marketingový plán, aby letouny neputovaly pouze do muzeí, ale aby létaly a plnily požadavky klientů.

### 7.1. Plánování nadzvukových letů a legislativa

V současné době se žádný z předpisů nezabývá přímo nadzvukovou osobní přepravou. Předpis ICAO pouze formuluje ekologické požadavky na vysokorychlostní přepravu (emise z motorů, sonický třesk...) [2]. V případě zavedení tohoto způsobu dopravy by bylo nutné vypracovat dodatky k současným zákonům týkající se vysokorychlostní letecké dopravy. Bude potřeba vytvořit systém pro plánování a řízení nadzvukových letů. Mimo to bude potřeba vydat řadu provozních postupů pro tuto kategorii letadel (např. nouzové postupy).



Obrázek 7.1: Porovnání emisí z motorů pro nadzvuková a podzvuková letadla [2]

## 8. Současné projekty v nadzvukovém létání

Potřeba a nutnost cestovat po celém světě je a bude. Geografické vzdálenosti se nezmění, charakteristické klima jednotlivých oblastí zůstává podobné, lidé chodí pořád stejně rychle a rychlost pozemní dopravy se také nějak drasticky nemění. Dnešní doba navíc přináší stále vyšší a vyšší cenu za čas jednotlivců. A tak se nabízí možnost znovu proložit vysokorychlostní leteckou dopravu a cestovat supersonickými i hypersonickými rychlostmi. Jelikož už svět zažil tento neúspěšný pokus o zavedení nadzvukové osobní dopravy, můžeme se snažit o napravení a poučit se z předchozích problémů.

V současné době vzniká řada projektů, které se zaměřují na tuto problematiku. Nutno však podotknouti, že projekty jsou jako vždy optimistické a situace určitě nebude dokonalá, jak projekty slibují. Nicméně projekty se zaměřují na odstranění problémů vzniklých v minulosti a snaží se přinést co nejefektivnější řešení, které dbá na důležitost ceny času. V následujících podkapitolách je přinesen rozbor současných nejpopulárnějších projektů.

### 8.1. X-54

Velmi slavným projektem je nadzvukový Business Jet X-54, na jehož vývoji se podílí společnosti Gulfstream, Boeing, Lockheed - Martin s pomocí NASA. Letoun by měl být 2 x rychlejší než Concorde a dosahovat tak rychlosti až  $2500 \text{ mph}^{-1}$  a měl by redukovat sonický třesk. X-54 je velmi luxusní Business Jet určený VIP klientele, která tráví cestováním po celém světě velké množství cenného času. Velmi vysoké rychlosti dosahuje letoun hlavně díky použitým lehkým materiálům, vysoce výkonným motorům a poměrně malému trupu. Letoun je určen pro 12 cestujících a očekávána cena letounu je 80 milionů dolarů. Pokud půjde vývoj úspěšně dál, mohli bychom se dočkat uvedení toho letounu do provozu nejdříve v roce 2030 [22].



Obrázek 8.1: Nadzvukový Business Jet X - 54 [22]

## 8.2. SonicStar

Společnost HyperMach z Velké Británie představila v nedávné době svůj projekt s názvem SonicStar. Jedná se opět o Business Jet dosahující rychlosti až  $M = 3,6$ . Letoun je určen opět pro uživatele s nadstandardními požadavky a pojme až 20 cestujících. Letoun je vybaven dvěma motory SonicBlue S-MAGJET Hybrid Supersonic 4000-X. Komfort v kabině zlepšují elektromagnetické toky kolem trupu letadla. I tento projekt se zaměřuje také na omezení hluku vznikajícího aerodynamickým třeskem. Maximální letová výška je 19 km (FL 600) [23].



Obrázek 8.2: SonicStar britské společnosti HyperMach [23]

## 8.3. X-51 Waverider

Hypersonický letoun X-51 Waverider americké společnosti Boeing je vyvíjen již řadu let. Letoun je vybaven Scramjetovým motorem a v současnosti zaznamenává velké úspěchy (v květnu 2013 byl proveden první úspěšný testovací let). Primárně je tento typ letounu určen pro vojenské účely. Let hypersonickou rychlostí je však palivově efektivní a mohl by během několika desetiletí způsobit revoluci v osobní letecké dopravě [24].



Obrázek 8.3: X-51 Waverider zavěšený pod křídlem Boeingu B-52 [24]

## 8.4. Aerion's SBJ

Aerion je nadzvukový business jet pro 8 - 12 pasažérů, který má předpokládanou cestovní rychlost 1,5 M a je vybaven pohonnými jednotkami Pratt and Whitney. Vývoj probíhá ve společnosti Aerion již od roku 2002. Nad obydleným územím, kde se nesmí překonávat rychlost zvuku, umí tento letoun letět efektivní rychlostí 0,99 M. Speciální technologie křídel je zaměřena na využití nadzvukového laminárního proudění (NLF)[25].



Obrázek 8.4: Nadzvukový business jet Aerion [25]

## 8.5. NinjaStar

Projekt s názvem "Ninja Star" vznikající na Univerzitě v Miami pod vedením Chechenga Zha, byl oceněn grantem společnosti NASA v hodnotě 100 000 USD. Pro dosažení maximálních výkonnostních charakteristik v podzvukové i nadzvukové oblasti je tento letoun speciálně navržen tak, že při přechodu do vyšších rychlostí se natočí o 90° a v nadzvukové oblasti pokračuje v této konfiguraci. Rychlost tohoto letounu by se měla vyšplhat až na hranice  $M = 5$ . Sám hlavní konstruktér optimisticky doufá v zavedení tohoto letounu na trh během nadcházejících 20 - 30 let [26].



Obrázek 8.5: Projekt Ninja Star [26]

## 9. Závěr

Historie létání zaznamenala obrovský vývoj. Od prvního letu s vlastním pohonem, který uskutečnili bratři Wrightové v roce 1903, neuplynulo ani půl století a díky obrovskému technickému pokroku se lidstvu podařilo překonat rychlost zvuku. Po dalších dvaceti letech byli lidé schopni létat rychleji než zvuk dopravními letouny pro více než 100 osob. Bohužel, kvůli převážně ekonomickým problémům byla tato doprava vytlačena velkokapacitními letouny. Dnešní doba se ale zrychluje, technologie se neustále vylepšují, vzniká řada nových projektů, a tak je celkem pravděpodobné, že se dočkáme supersonické renesance.

V současné době se vývoj nadzvukových letounů soustředí převážně na business jety, které by měly být atraktivní pro VIP klientelu z hlediska rychlosti přepravy a exkluzivity. Dá se polemizovat nad tím, zda se tento typ přepravy uchytí a zda se opět uchytí i nadzvukové dopravní letouny. Pokud by k tomu mělo dojít, bylo by potřeba, aby byla zdárně vyřešena ekonomika celého provozu. Také bude záležet na technickém pokroku, zejména v oblasti pohonů. V dnešní době jsou všechny nadzvukové dopravní letouny spíše modely a projekty než skutečnými letadly. Modelů a projektů však neustále přibývá, řeší se nejružnější detaily a vychytávky, což by pro naši současnou generaci mohlo být zajímavé z hlediska uchycení se u vývoje a u realizace tohoto způsobu dopravy. A jak z této bakalářské práce vyplývá, tento obor má jistý potenciál, který se dá rozvinout a ve kterém se fanouškům tohoto odvětví nabízí možnosti seberealizace na některém z nových či již vznikajících projektech.



# Literatura

## Právní předpisy a zákony

- [1] Česká Republika.: EU-OPS: Směrnice CAA/S-SLS-003-n/2011. Praha: Úřad pro civilní letectví, 2011. Dostupné z: <http://www.caa.cz/file/6361/>
- [2] Montréal (CAEP).: *REVIEW OF SUPERSONIC STANDARDS*. International Civil Aviation Organization, Montreal, 2007. Working paper 10. ISBN 0071289089. Dostupné z: [http://www.tc.gc.ca/media/documents/ca-opssvs/caep7\\_wp10.pdf](http://www.tc.gc.ca/media/documents/ca-opssvs/caep7_wp10.pdf)

## Publikace

- [3] ADAMEC,J., KOCÁB,J.: *Letadlové motory*. Corona, Praha, 2008. 175 p. ISBN 978-80-86116-54-9
- [4] ANDERSON,J.D.: *Fundamentals of aerodynamics*. McGraw-Hill Education, 2011. 1098 p. ISBN 0071289089
- [5] DANĚK,M.: *Aerodynamika a mechanika letu pro piloty a techniky*. Naše Vojsko: Praha, 1958. 289 p.
- [6] DANĚK, V.: *Základy letu: učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů ATPL(A) dle předpisu JAR-FCL 1(část 80)*. Akademické nakladatelství CERM: Praha, 2002. 212 p. ISBN 8072042424
- [7] KŘIVDA, V.: *Letecká doprava*. VŠB-TUO: Ostrava, 2007. 52 p. ISBN 978-80-248-1521-3
- [8] MASON, W.H.: Hypersonic aerodynamics. In *Configuration Aerodynamics, Syllabus/Rules*. Department of Aerospace and Ocean Engineering: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2009, p. 11,1-11,10.
- [9] McCormick,B.W.: *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. John Wiley and Sons, New York, 1994. 652 p. ISBN 0471575062
- [10] SLAVÍK,S.: *Drak a systémy, nouzové vybavení letounů*. Akademické nakladatelství CERM: Praha, 2005. 372 p. ISBN 8072044370, 9788072044375

## Elektronické zdroje

- [11] KENNEDY, H.: *Cold War: Bell X-1*. [online]. [cit. 2013-03-14]. Dostupné z: <http://militaryhistory.about.com/od/militaryaircraft/p/bellx1.htm/>
- [12] *Concorde: History*. [online]. [cit. 2013-03-15]. Dostupné z: <http://www.concordesst.com/history/historyindex.html/>
- [13] *Tu-144 SST: History*. [online]. [cit. 2013-03-15]. Dostupné z: <http://www.tu144sst.com/history/historyindex.html/>

- [14] ODEHNAL,Z.: *Historie Concorde*. [online]. [cit. 2013-03-21]. Dostupné z: <http://www.skyfliers.com/conhist.php/>
- [15] VE VZDUCHU: *Havárie TU-144 CCCP-77102 v Paříži*. [online]. [cit. 2013-03-25]. Neviditelný pes, 2007-10-09. Dostupné z: [http://neviditelnypes.lidovky.cz/p\\_zahranici.asp?c=A071008\\_212659\\_p\\_zahranici\\_wag/](http://neviditelnypes.lidovky.cz/p_zahranici.asp?c=A071008_212659_p_zahranici_wag/)
- [16] BBC News.: *Q&A: Concorde crash trials*. [online]. 2012-11-29 [cit. 2013-03-25]. Dostupné z: <http://www.bbc.co.uk/news/world-europe-11924949/>
- [17] MILITARY: *Boeing 2707 SST*. [online]. [cit. 2013-0-14]. Dostupné z: <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/b2707.htm/>
- [18] *Proudové motory - teorie a další články*. [online]. [cit. 2013-04-16]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/teorie/teorie-00.php/>
- [19] ENCYKLOPEDIE ENERGETIKY.: *Přírodní zdroje: Kosmické záření*. [online]. [cit. 2013-05-05]. Dostupné z: [http://www.kdejinde.cz/edee/content/file/static/encyklopedie/encyklopedie-energetiky/03/zdroje\\_5.html/](http://www.kdejinde.cz/edee/content/file/static/encyklopedie/encyklopedie-energetiky/03/zdroje_5.html/)
- [20] NASA OFFICIAL: *Fact Sheets: Sonic Booms*. [online]. 2007-10-27 [cit. 2013-05-10]. Dostupné z: <http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/FactSheets/FS-016-DFRC.html/>
- [21] OZONE LAYER PROTECTION: *Ozone Science: The Facts Behind the Phase-out*. [online]. 2010-08-19 [cit. 2013-04-28]. Dostupné z: [http://www.epa.gov/ozone/science/sc\\_fact.html/](http://www.epa.gov/ozone/science/sc_fact.html/)
- [22] TREI,M.: *Boeing, Gulfstream and NASA collaborating on Mach 3 jet*. [online]. 2012-06-28 [cit. 2013-03-16]. Dostupné z: <http://www.dvice.com/archives/2012/06/boeing-gulfstre.php/>
- [23] HYPERMACH: *SonicStar: The future in flight*. [online]. [cit. 2013-03-16]. Dostupné z: <http://hypermach.com/>
- [24] AIRFORCE-TECHNOLOGY: *X-51 WaveRider Unmanned Scramjet Aircraft*. [online]. [cit. 2013-05-14]. Dostupné z: <http://www.airforce-technology.com/projects/x51-wave-rider/>
- [25] AERION CORP.: *Aerion's SBJ: A faster future*. [online]. [cit. 2013-05-18]. Dostupné z: <http://aerioncorp.com/>
- [26] TECHNEWS: *Supersonic Flying Wing Nabs 100,000 USD from NASA*. [online]. 2012-08-30 [cit. 2013-03-28]. Dostupné z: <http://www.technewsdaily.com/6153-supersonic-flying-wing-nasa.html/>

### **Zdroje obrázků**

- [27] COLLECTAIR: *Concorde Farewell*. [online]. [cit. 2013-04-19]. Dostupné z: <http://www.collectair.co.uk/concorde-farewell.html>



- [28] KJ GORSELLER: *Tupolev Tu-144*. [online]. [cit. 2013-04-19]. Dostupné z: <http://www.kotusozluk.com/gorseller/12841/1>
- [29] 10 Fastest aircrafts: *Nort American X-15*. [online]. [cit. 2013-05-02]. Dostupné z: <http://ifieldz.blogspot.cz/2012/06/10-fastest-aircrafts.html>
- [30] Military aircrafts: *USAF Fighter Jet Riders*. [online]. [cit. 2013-04-26]. Dostupné z: <http://foundwalls.com/f-104/starfighter-jet-usaf-supersonic-interceptor-military-aircraft>
- [31] Je sopečný popel nebezpečný?: *Konstrukce proudového motoru*. [online]. [cit. 2013-05-03]. Dostupné z: <http://www.flymag.cz/article.php?id=5479>
- [32] Que es el Coffin Corner: *Coffin Corner*. [online]. [cit. 2013-04-17]. Dostupné z: [http://abcienciade.wordpress.com/2009/07/02\\_que-est-el-coffin-corner](http://abcienciade.wordpress.com/2009/07/02_que-est-el-coffin-corner)
- [33] Physics Forums: *Sonic Boom*. [online]. [cit. 2013-03-28]. Dostupné z: <http://www.physicsforums.com/showthread.php?t=584150>

## 10. Seznam použitých zkratek a symbolů

### Anglické zkratky a symboly:

<i>AST</i>	Advanced Supersonic Transport
<i>HSCT</i>	High Speed Civil Transport
<i>ICAO</i>	International Civil Aviation Organization
<i>LS</i>	Lower side
<i>NASA</i>	National Aeronautics and Space Administration
<i>NLF</i>	Natural Laminar Flow
<i>SBJ</i>	Supersonic Business Jet
<i>SCT</i>	Supersonic Commercial Transport
<i>US</i>	Upper side
<i>VIP</i>	Very important people
$V_{TAS}$	True Air Speed

### České zkratky a symboly:

<i>KPH</i>	Kapalné pohonné hmoty
$M_{KRIT}$	Kritické Machovo číslo
<i>LMV</i>	Laminární mezní vrstva
<i>M</i>	Machovo číslo letu
<i>mSv</i>	Milisievert
<i>NLF</i>	Nadzvukové laminární proudění
<i>SOP</i>	Svislá ocasní plocha
<i>TMV</i>	Turbulentní mezní vrstva
<i>USD</i>	Americký dolar
<i>VOP</i>	Vodorovná ocasní plocha

# 11. Seznam příloh

**Příloha I.:** Projekt SuperSonic společnosti Hypermach [23]

**Příloha II.:** Projekt Aerion společnosti Aerion's corporation [25]

Příloha I.:



Příloha II.:

